

МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ АВТОНОМНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ИМЕНИ АКАДЕМИКА С.П. КОРОЛЕВА»
(САМАРСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)

В.А. КОМАРОВ

МНОГОДИСЦИПЛИНАРНАЯ ОПТИМИЗАЦИЯ В КОНЦЕПТУАЛЬНОМ ПРОЕКТИРОВАНИИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Часть 3

Рекомендовано редакционно-издательским советом федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева» в качестве учебного пособия для обучающихся по основной образовательной программе высшего образования по направлению подготовки 24.04.04 Авиационное строительство

© Самарский университет, 2019

ISBN 978-5-7883-1436-5

ISBN 978-5-7883-1439-6 (ч. 3)

Самара
Издательство Самарского университета
2019

УДК 629.7(075)

ББК 39.5я7

К63

Рецензенты: д-р техн. наук, доц. А.А. Черепашков,
д-р техн. наук, проф. В.И. Куренков

Комаров, Валерий Андреевич

К63 **Многодисциплинарная оптимизация в концептуальном проектировании летательных аппаратов. Ч. 3:** учеб. пособие / В.А. Комаров.– Электрон. текст. дан. (1,5 Мб). – Самара: Изд-во Самарского университета, 2019. – 1 опт. компакт-диск (CD-ROM). – Систем. требования: PC, процессор Pentium, 160 МГц ; оперативная память 32 Мб ; на винчестере 16 Мб ; Microsoft Windows XP/Vista/7; разрешение экрана 1024x768 с глубиной цвета 16 бит; DVD-ROM 2-х и выше, мышь; Adobe Acrobat Reader. – Загл. с титул. экрана.

ISBN 978-5-7883-1436-5

ISBN 978-5-7883-1439-6 (ч. 3)

В третьей части учебного пособия рассматриваются алгоритм и программное обеспечение многодисциплинарной оптимизации летательных аппаратов. В качестве примера использования многодисциплинарной оптимизации приводится оптимизация облика грузового самолета.

Пособие ориентировано на студентов, магистрантов, аспирантов и специалистов из промышленности.

Подготовлено на кафедре конструкции и проектирования летательных аппаратов.

УДК 629.7(075)

ББК 39.5я7

№ госрегистрации 0321904170

© Самарский университет, 2019

Редактор Т.К. К р е т и н и н а
Компьютерная верстка Л.Р. Д м и т р и е н к о

Подписано для тиражирования 29.10.2019.

Объем издания 1,5 Мб.

Количество носителей 1 диск.

Тираж 10 дисков.

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ АВТОНОМНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ИМЕНИ АКАДЕМИКА С.П. КОРОЛЕВА»
(САМАРСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)
443086 Самара, Московское шоссе, 34.

Изд-во Самарского университета.
443086 Самара, Московское шоссе, 34.

ОГЛАВЛЕНИЕ

Многодисциплинарная оптимизация облика самолёта в проектной парадигме	
точного попадания	5
1. Комплексный подход. Многодисциплинарная оптимизация	5
2. Алгоритм МДО	8
3. Пример применения МДО	11
4 МДО грузового самолёта на основе прототипа.....	14
Список использованных источников.....	24

МНОГОДИСЦИПЛИНАРНАЯ ОПТИМИЗАЦИЯ ОБЛИКА САМОЛЁТА В ПРОЕКТНОЙ ПАРАДИГМЕ ТОЧНОГО ПОПАДАНИЯ

1. Комплексный подход. Многодисциплинарная оптимизация

Из предыдущего раздела становится очевидно, что проектирование самолёта в силу его функционального назначения, среды, в которой он эксплуатируется, а также предъявляемых к нему требований, тесно затрагивает одновременно несколько научных дисциплин. Необходимость постановки задачи выбора геометрических (и не только) параметров облика самолёта в терминах нелинейного программирования затрагивает в этом случае научную область многодисциплинарной оптимизации (МДО).

Многодисциплинарная оптимизация может быть определена как методология проектирования сложных систем, для которых необходимо учитывать связи между несколькими дисциплинами в ситуации, когда проектировщик имеет возможность существенным образом влиять на характеристики объекта с точки зрения каждой дисциплины [1].

Наиболее существенными из характеристик ЛА, подлежащих учёту при проектировании, являются аэродинамические и массовые (весовые). Аэродинамические напрямую влияют на лётно-технические характеристики (ЛТХ) самолета и определяются геометрическими параметрами внешней формы ЛА. Массовые характеристики также существенным образом влияют на ЛТХ с одной стороны, а с другой – достаточно чувствительны к изменению геометрических параметров самолета. Помимо внешней формы на массовые характеристики существенным образом влияют объёмная компоновка ЛА и силовая схема конструкции. Требования обеспечения высокой аэродинамической и массовой (весовой) эффективности являются противоречивыми. Поэтому выбор параметров самолёта необходимо производить при одновременном учёте аэродинамической и весовой эффективности. С учётом сказанного, в рамках обзора методов МДО ограничимся рассмотрением методов, основанных на совместном учёте аэродинамической и весовой эффективности.

Основная сложность совместного учёта аэродинамических и весовых характеристик ЛА заключается в том, что на ранних стадиях проектирования силовая схема конструкции, которая является определяющим фактором для массы конструкции самолета, неизвестна. Кроме того, расчёт распределения аэродинамической нагрузки без знания деформаций

конструкции может давать только приближённые результаты [2]. Поэтому традиционно формирование облика самолёта происходит с определённым приоритетом требований аэродинамической эффективности, а требования весовой эффективности учитываются косвенно, либо качественно, либо количественно, но на основе статистики и сильно упрощённых математических моделей.

Это находит отражение и в сложившемся порядке предварительного проектирования – начальным этапом является аэродинамическое проектирование, проводимое отделом аэродинамики, в ходе которого выбирается внешняя форма ЛА, а далее следует этап синтеза конструктивно-силовой схемы (КСС) внутри заданной внешней формы [3]. Для самолётов интегральных схем использование подобного последовательного подхода неприемлемо, так как эффективность подобных ЛА в особенной степени определяется согласованностью всех параметров и характеристик, и проектирование требует использования методов МДО. Выбор рациональных геометрических (или других) параметров самолёта на основе междисциплинарного подхода в общем случае может быть рассмотрен как задача оптимизации в математической постановке. Целью её решения является определение оптимального сочетания выбранных проектных переменных $X = \{x_1, x_2, \dots, x_n\}$, обращающих значение целевой функции $f(X)$ в минимум, и одновременно удовлетворяющее системе ограничений $g_j(X) \leq 0$ [4, 5]. В общем виде задача ставится в терминах нелинейного математического программирования:

необходимо отыскать вектор X^* , при котором

$$f(X^*) \leq f(X) \forall x \in \Omega,$$

где $\Omega = \{X : g_j(x) \leq 0, j = 1, 2, \dots, m\}$ есть область допустимых значений.

Отдельными вопросами являются выбор проектных переменных, ограничений и особенно целевой функции. *Под термином «целевая функция» будем понимать математическое представление зависимости величины критерия от значений проектных переменных. Проектные переменные – варьируемые величины (параметры), являющиеся аргументами целевой функции.*

Задача междисциплинарной оптимизации по определению является многокритериальной. Целевая функция должна учитывать влияние геометрических параметров и на аэродинамическую, и на весовую эффективность. Одним из типовых подходов к решению задачи многокритериальной оптимизации является представление комплексной функции цели в виде взвешенной суммы частных критериев эффективности. Например,

$$I = \alpha_1 \cdot c_{xa} + \alpha_1 \cdot W_w,$$

где α_1, α_2 – весовые коэффициенты, c_{xa} , W_w – коэффициент лобового сопротивления и вес конструкции крыла соответственно.

При этом выбор значений весовых коэффициентов непосредственно влияет на результат оптимизации и является отдельной задачей. Поиск оптимального решения также можно производить на основе множества компромиссов – множества Парето, отражающего множество альтернативных решений для различных значений весовых коэффициентов, соответствующих одному и тому же значению целевой функции. Само по себе множество Парето не дает возможности для формального выбора весовых коэффициентов и, соответственно, оптимальных значений проектных переменных. Окончательное решение о значении весовых коэффициентов принимает проектировщик, что ограничивает возможность использования данного подхода в автоматизированной процедуре многодисциплинарной оптимизации параметров самолёта. Более объективным подходом в решении задачи многодисциплинарной оптимизации является использование так называемых критериев-свёрток, имеющих определённый физический смысл и учитывающих одновременное влияние разнородных показателей эффективности на внешний облик летательного аппарата.

Если полагать, что свойства каждого из основных компонентов летательного аппарата отражаются на их массе, то общая совокупность их свойств определит общую, суммарную массу всего самолёта. Величина относительной массы каждого агрегата самолёта в составе общей массы, принятой за единицу, отражает комплекс его свойств [6, 7]. Так, например, высокое аэродинамическое качество самолёта позволяет снизить относительную долю топлива в общем весе ЛА, но обусловит повышение массы крыла за счёт мероприятий по улучшению аэродинамических характеристик (например, увеличение удлинения крыла). Снижение массы крыла, достигаемое за счёт изменения его формы в плане (уменьшение удлинения, чрезмерное увеличение сужения), может оказаться причиной увеличения потребной массы топлива из-за возросшего индуктивного сопротивления. Данное противоречие и ряд других подобных, возникающих при выборе облика самолёта, решаются при минимизации целевой функции – взлётной массы самолёта m_0 как компромисса в балансе масс. Вычисление значения целевой функции m_0 производится естественным образом на основании уравнения баланса масс самолёта – уравнения существования самолёта [7]. В классическом виде уравнение существования самолёта записывается следующим образом:

$$m_0 = \frac{m_{ц.н} + m_{эк}}{1 - (\bar{m}_к + \bar{m}_{cy} + \bar{m}_T + \bar{m}_{об})},$$

где $m_{ц.н}$ – масса целевой (полезной, коммерческой) нагрузки (кг), $m_{эк}$ – масса экипажа (кг); $\bar{m}_к$, \bar{m}_{cy} , \bar{m}_T , $\bar{m}_{об}$ – относительные массы конструкции планера самолёта, силовой установки, топлива и оборудования соответственно.

Для целей одновременного учёта весовой и аэродинамической эффективности самолёта целесообразно использовать вычисление \bar{m}_k по методике, изложенной в разделе 2.3, с использованием безразмерного коэффициента силового фактора C_k и весовых формул (1.3.7), (1.3.24) (см. часть 2), а также вычисление относительной массы топлива \bar{m}_T с использованием безразмерных аэродинамических коэффициентов c_{x0} , c_{ya}^α , аэродинамического качества K , получаемых с помощью численных методов для соответствующих геометрических параметров облика самолёта.

2. Алгоритм МДО

С учётом предыдущих замечаний алгоритм многодисциплинарной оптимизации состоит из двух основных блоков (см. рис. 1.2.1) – блока расчёта значения взлётной массы и блока оптимизации. Расчёт взлётной массы базируется на использовании двух моделей – численной аэродинамической модели для расчёта аэродинамического качества и распределения нагрузок по крылу и конечно-элементной модели крыла на основе тела переменной плотности для расчёта коэффициента силового фактора.

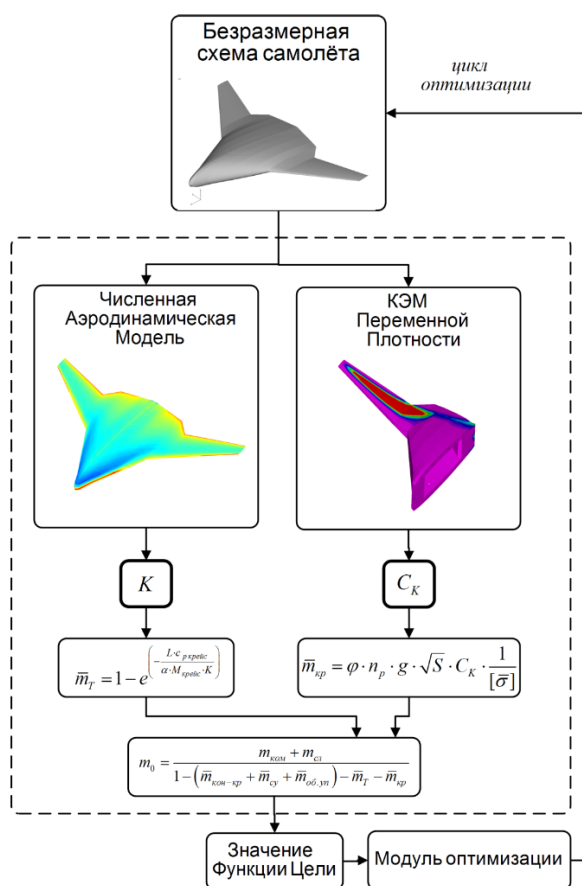


Рис. 1.2.1. Принципиальная схема алгоритма многодисциплинарной оптимизации облика самолёта

По значению аэродинамического качества определяется относительная масса топлива, а по значению коэффициента силового фактора - относительная масса конструкции крыла. С использованием полученных значений этих величин решается уравнение существования при постоянных значениях остальных его членов и вычисляется значение взлётной массы самолёта для заданных значений проектных переменных. Далее рассчитывается значение выбранной для данной задачи функции цели, которое передаётся в блок оптимизации. На основании значения функции цели по выбранному методу оптимизации происходит присвоение проектным переменным новых значений. Использование тела переменной плотности для расчёта массы крыла позволяет проводить междисциплинарную оптимизацию геометрических параметров крыла на ранних стадиях аэродинамического проектирования, когда не известна силовая схема конструкции. Наличие в алгоритме двух численных моделей, помимо возможности учёта влияния геометрических параметров одновременно на аэродинамическую и весовую эффективность, представляет возможность повышения точности расчёта нагрузок за счёт учёта следующих факторов:

- распределение аэродинамической нагрузки по хорде и размаху крыла;
- распределение инерционной нагрузки от массы конструкции крыла на основе распределения плотности в КЭМ;
- зависимость распределения аэродинамической нагрузки от деформаций крыла.

Исходными данными для расчёта являются: масса коммерческой нагрузки, дальность полёта, параметры крейсерского режима полёта, удельная нагрузка на крыло, удельный расход топлива на крейсерском режиме, масса служебной нагрузки, относительные массы конструкций планера, не участвующие в топологической оптимизации; масса силовой установки, оборудования и управления, начальные значения взлётной массы, расчётная перегрузка, коэффициент полной массы, удельная прочность и удельный модуль упругости E предполагаемого конструкционного материала.

Аэродинамические характеристики рассчитываются для двух расчётных случаев. Первый случай – крейсерский режим полёта с единичной эксплуатационной перегрузкой, второй – расчётный случай для определения массы крыла. Расчёт относительной массы конструкции начинается с построения конечно-элементной модели (КЭМ), состоящей из объёмных элементов.

Далее выполняется расчёт действующих нагрузок, в выбранном расчётном случае, и вычисление узловых сил КЭМ. Учитываются следующие виды нагрузок: аэродинамические нагрузки, инерционные нагрузки от топлива и конструкции крыла, а также инерционные нагрузки от сосредоточенных масс (например, от массы двигателей), сосредоточенные неинерционные нагрузки от присоединённых агрегатов (например, тяга двигателей). Выбор

типа, количества и размещения двигателей представляет собой отдельную задачу. Тяга и масса двигателя определяются в основном тяговооружённостью самолёта. Нагрузки от массы топлива прикладываются в виде узловых сил по объёму топливного бака. Размеры топливного бака задаются в виде относительных координат его начала и конца по размаху крыла, а уровень топлива вычисляется исходя из рассчитанной массы топлива. В случае, если объём топливного бака недостаточен для размещения заданной массы топлива, данный вариант самолёта исключается из оптимизации.

Производится расчёт напряжений и деформаций для модели с новым распределением плотностей, расчёт повторяется. Критерием завершения оптимизации является достижение стабилизации целевой функции.

Алгоритм учёта зависимости распределения нагрузок от деформации крыла реализован на основе значений перемещений узлов КЭМ с оптимальным распределением плотностей элементов. На основе этих данных рассчитываются значения приращений местных углов атаки (геометрической крутки) и углов поперечного V поточных сечений КЭМ. Эта информация передаётся в блок построения аэродинамической модели деформированного крыла. Производится аэродинамический расчёт модели крыла и повторяется весь цикл расчётов для определения значения коэффициента силового фактора и новых деформаций.

Относительная масса топлива и относительная масса конструкции крыла подставляются в уравнение существования самолёта и вычисляется значение взлётной массы самолёта. По новому значению взлётной массы рассчитывается новое значение площади крыла. Вычислительные эксперименты показывают, что за 5 итераций разница в значениях взлётной массы текущей и предыдущей итерации снижается до 0,1%. На основе значения взлётной массы определяется значение целевой функции.

В модуле оптимизации возможно использование различных математических методов оптимизации [5]. В подобных задачах удобно использовать безградиентные методы, основанные на аппроксимации поверхностей отклика, что позволяет значительно сократить вычислительные затраты по сравнению с использованием стандартных поисковых методов. При этом для расчёта значений функции цели и ограничений могут использоваться сложные математические модели, включая, что немаловажно, готовые программные комплексы, обычно применяемые при проектировании ЛА. Поверхность отклика служит средством для устранения «шума» при вычислении значения градиента функции цели и ограничений. Более подробно описание алгоритма можно найти в [8].

3. Пример применения МДО

Для демонстрации эффективности разработанной методики применим её для исследования рациональных геометрических параметров магистрального самолёта нормальной аэродинамической схемы.

Исходные данные

В качестве объекта исследования выберем реальный средний магистральный пассажирский самолёт со следующими характеристиками:

- взлётная масса $m_0' = 103000$ кг;
- количество пассажиров $n_{пас} = 210$;
- расчётная дальность полёта $L = 3500$ км;
- удельная нагрузка на крыло $p_0 = 550$ ДаН;
- удельный расход топлива на крейсерском режиме $C_p = 0,595$ кгДаНч;
- крейсерское число Маха $M = 0,8$;
- крейсерская высота $H = 10\,000$ м.

Геометрические параметры крыла:

- удлинение $\lambda = 9,07$;
- сужение $\eta = 5,18$;
- угол стреловидности по линии четвертей хорд $\chi_{0,25} = 28^\circ$;
- угол поперечного V 4° ;
- относительные толщины профилей: в корне $\bar{c}_0 = 0,145$; $\bar{c}_\kappa = 0,09$.

Данный вариант самолёта с удлинением крыла $\lambda = 9,07$ и сужением $\eta = 5,18$ в дальнейшем будем называть базовым.

Аэродинамическая модель базового варианта самолёта представлена на рис. 1.3.1.

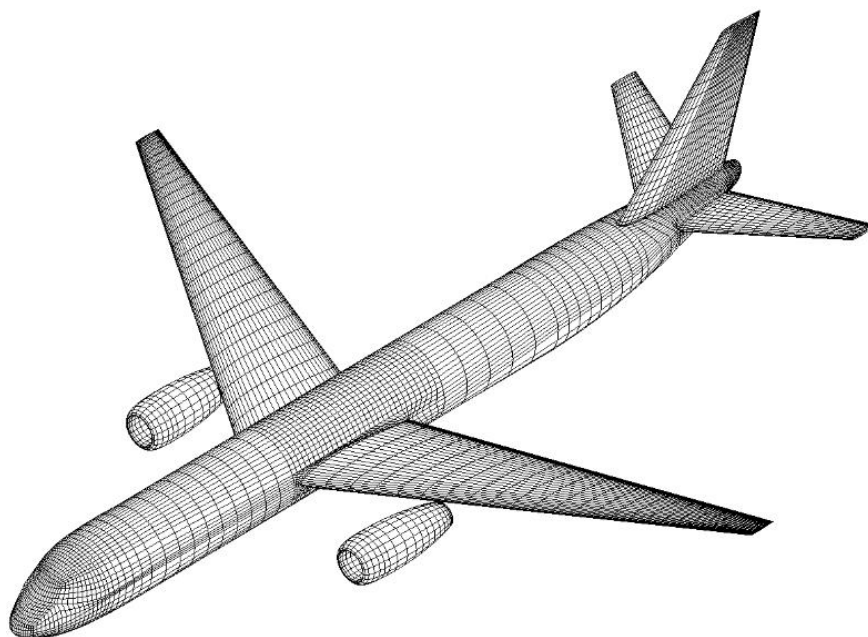


Рис. 1.3.1. Аэродинамическая модель базового варианта самолёта $\lambda = 9,07$; $\eta = 5,18$

Для исследования рациональных геометрических параметров крыла самолёта проведём варьирование удлинения и сужения вокруг базовых значений реального самолёта. Примем следующий ряд значений: удлинение $\lambda = [7; 9,07; 11]$; сужение $\eta = [4; 5,18; 6]$.

Варианты облика самолёта для крайних значений проектных переменных представлены на рис. 1.3.2.

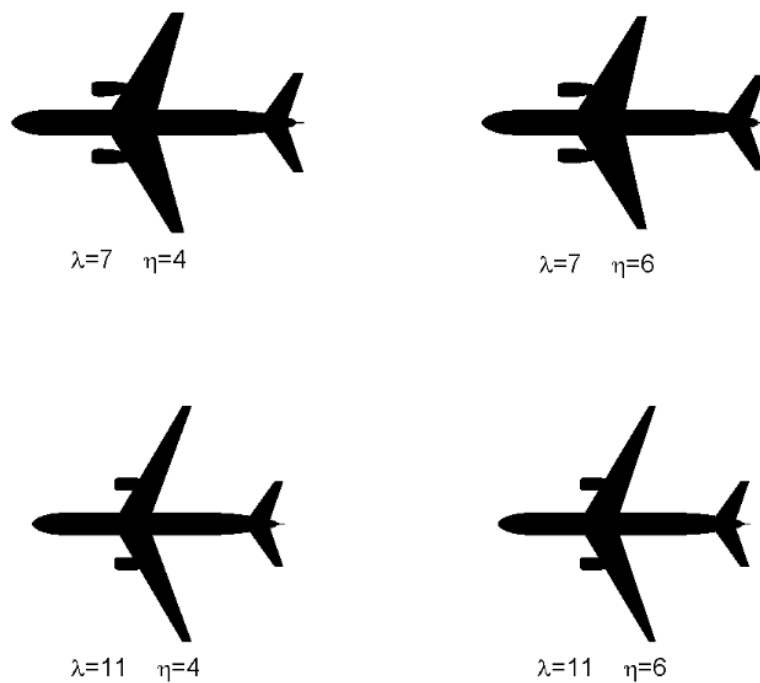


Рис. 1.3.2. Варианты облика самолёта при крайних значениях проектных переменных

Проведём расчёт значений взлётной массы самолёта для всех сочетаний значений проектных переменных. Рассмотрим две постановки задачи оптимизации – с использованием в качестве функции цели величин взлётной массы самолёта и коэффициента топливной эффективности.

Результаты

Рассчитанное значение взлётной массы для базового варианта самолёта ($\lambda = 9,07$; $\eta = 5,18$) составляет $m_0 = 113260$ кг, относительной массы конструкции крыла $\bar{m}_{кр} = 0,12$, относительной массы топлива $\bar{m}_T = 0,21$. При этом реальный самолёт имеет близкие значения $\bar{m}_{кр} = 0,11$; $\bar{m}_T = 0,23$.

В ходе оптимизации за 40 итераций достигнут минимум взлётной массы $m_0 = 97192$ кг при значении удлинения $\lambda = 8,86$ и сужения $\eta = 5,24$ (рис. 1.3.3).

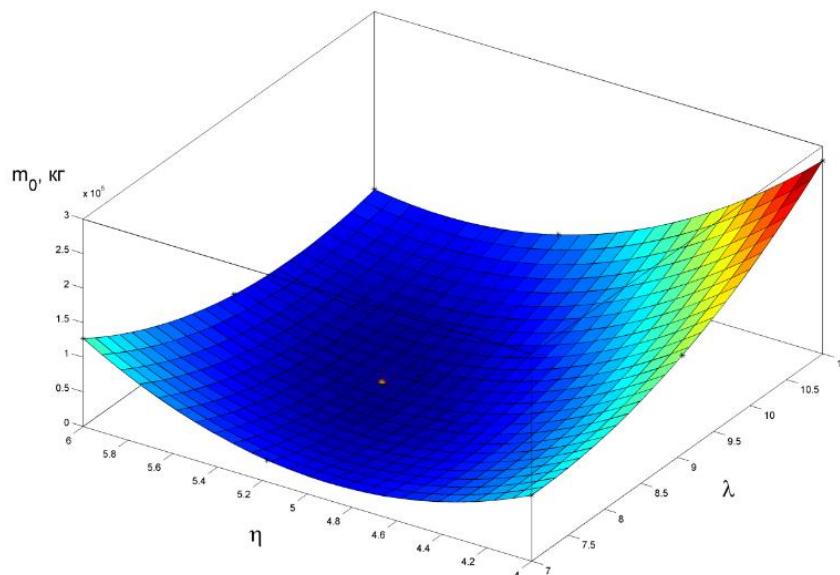


Рис. 1.3.3. Поверхность отклика для взлётной массы самолёта

Оптимальное значение коэффициента топливной эффективности $q = 24,6/\text{т г пас км}$, значение удлинения $\lambda = 9,13$ и сужения $\eta = 5,34$ (рис. 1.3.4).

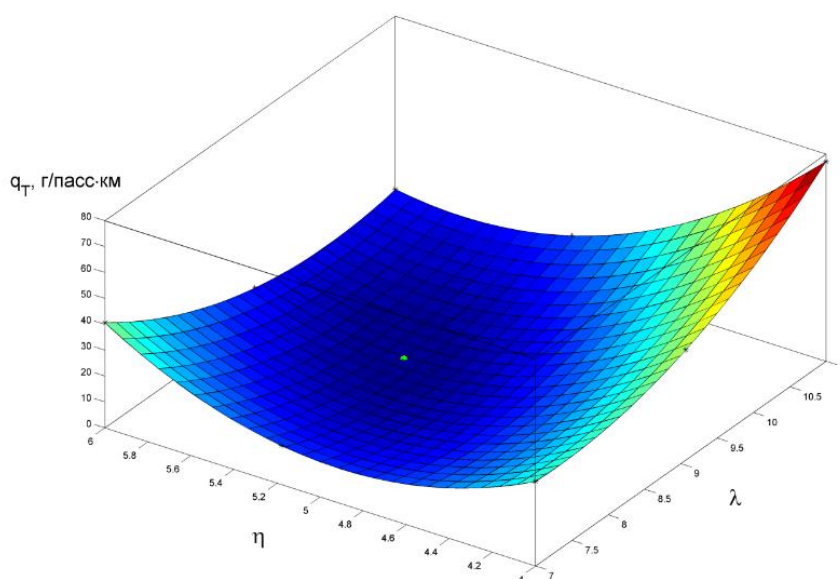


Рис. 1.3.4. Поверхность отклика для коэффициента топливной эффективности

Как видно по поверхностям отклика, взлётная масса и коэффициент топливной эффективности более чувствительны к удлинению, чем к сужению крыла.

Рациональное значение удлинения, полученное по условию минимума коэффициента топливной эффективности, больше, чем значение, полученное по условию минимума взлётной массы. Это объясняется тем, что коэффициент топливной эффективности более

чувствителен к аэродинамическим характеристикам самолёта. Относительная масса конструкции крыла входит в коэффициент топливной эффективности только опосредованно, через взлётную массу самолёта, в то время как относительная масса топлива входит в это выражение непосредственно.

Полученные рациональные значения удлинения и сужения близки к параметрам исходного самолёта (табл. 1.3.1), что указывает на адекватность результатов оптимизации, получаемых на основе разработанной методики.

Таблица 1.3.1. Сравнение вариантов самолёта

Вариант	m_0 , кг	q_T , г/пас·км	λ	η
базовый	113 260	32,36	9,07	5,18
по условию $\min m_0$	97 192	33,49	8,86	5,24
по условию $\min q_T$	108 526	28,6	9,13	5,34

4 МДО грузового самолёта на основе прототипа

Фюзеляж грузового самолёта, являясь одним из его ключевых агрегатов, представляет собой сложный для проектирования инженерный объект. Одним из важнейших вопросов на начальных этапах проектирования является оценка его массы, которая составляет более 10% от общего веса самолёта. Сложное напряжённое состояние и широкий спектр технических требований, обуславливающих, в частности, необходимость организации больших вырезов в конструкции; установку грузовых рамп, большого числа дверей и люков, элементов остекления, перегородок, узлов крепления, усиление пола грузовой кабины, существенно затрудняют процесс проведения точных весовых расчётов на начальных этапах проектирования.

Способы весового оценивания фюзеляжных конструкций в рамках традиционных методик проектирования имеют принципиально такие же недостатки, как и методы оценки массы силовой конструкции крыльев. Более того, небольшое количество существующих весовых формул первого приближения для фюзеляжей, таких как формула Бадягина (1.4.1) для расчёта относительной массы фюзеляжа, формулы Раймера (1.4.2) и Торенбика (1.4.3)

для определения массы фюзеляжа в абсолютном выражении отличаются большими различиями своих структур:

$$\bar{m}_\phi = (1 - 0,6 \cdot 10^{-6} \cdot m_0) \left\{ \frac{0,014 [31 + (\lambda_\phi d_\phi)^{1,5}] \left(1 + \frac{133 d_\phi^{1,5}}{\sqrt{m_0}} \right)}{\sqrt{m_0} \cos(\chi_{1/4})} \right\} + \frac{8 d_\phi^3 + 10 d_\phi^2 \lambda_\phi}{m_0} + 0,018, \quad (1.4.1)$$

где $\chi_{1/4}$ – угол стреловидности крыла по четверти хорд; d_ϕ – диаметр фюзеляжа (м); λ_ϕ – удлинение фюзеляжа;

$$m_\phi = 0,328 K_{door} K_{Lg} (W_{dg} N_z)^{0,5} L^{0,25} S_f^{0,302} (1 + K_{ws})^{0,04} \left(\frac{L}{D} \right)^{0,1}, \quad (1.4.2)$$

где K_{door} – коэффициент, учитывающий тип и количество грузовых дверей; K_{Lg} определяется расположением основных опор шасси; W_{dg} – взлётная масса (фунт); N_z – расчётная перегрузка; K_{ws} учитывает влияние соотношения геометрических характеристик крыла и фюзеляжа; L – длина фюзеляжа (фут); D – ширина фюзеляжа (фут); S_f – площадь омываемой поверхности фюзеляжа (кв. фут);

$$m_\phi = 0,23 \sqrt{V_{\max \max} \cdot \frac{l_\phi}{b_\phi + h_\phi}} S_{\text{полн}}^{1,2}, \quad (1.4.3)$$

где $V_{\max \max}$ – расчётная предельная скорость полёта (м/с); l_ϕ , b_ϕ и h_ϕ – длина, ширина, высота фюзеляжа соответственно (м); $S_{\text{полн}}$ – полная площадь оболочки фюзеляжа (м²).

В основе формул (1.4.1), (1.4.2), (1.4.3) лежит справедливое допущение, предполагающее зависимость массы фюзеляжа от площади его омываемой поверхности и отношения длины к диаметру. Это объясняется силовой работой оболочки фюзеляжа под действием избыточного давления и необходимостью уравнивания на фюзеляже сил и моментов, приходящих от крыла, оперения, шасси и других агрегатов самолёта. В то же время в этих весовых формулах не прослеживается учёт закона «квадратов и кубов», упоминания о котором были сделаны в предыдущем разделе. Кроме того, в приведённых соотношениях для оценки \bar{m}_ϕ и m_ϕ фигурируют существенно разнородные проектные переменные, что, кроме прочего, затрудняет и применение метода многократных вычислений [9].

Заметим также, что ни в одной из представленных формул не фигурируют величина наддува внутри грузовой кабины и величина полезной нагрузки. Эти факторы существенно влияют на массу конструкции фюзеляжа, которая, в свою очередь, в значительной мере определяет взлётную массу и облик самолёта в целом. Точность прогнозирования веса конструкции фюзеляжа имеет особое значение, поскольку его превышение даёт дополнительную нагрузку на крыло и неизбежно влечёт за собой рост его массы. В то же время перетяжеление конструкции крыла может быть компенсировано увеличением подъёмной силы и не влечёт за собой утяжеления фюзеляжа.

В рамках парадигмы точного попадания может быть предложен принципиально иной метод оценки конструкции фюзеляжей – метод пересчёта по базовой модификации или по самолёту-прототипу на основе применения интегрального критерия «силовой фактор». Теоретические основы пересчёта массы геометрически подобных конструкций рассмотрены в предыдущем разделе. Идея подхода заключается в оценке изменения величины критерия «силовой фактор» (G -фактор) нагруженной конструкции при её геометрически подобных преобразованиях. Изменение веса силовой конструкции при таком подходе оценивается пропорционально изменению величины силового фактора. Таким образом, приняв за прототип самолёт подобного класса с известной массой фюзеляжа, с помощью математического моделирования возможно провести расчёт величины G -фактора его конструкции при действии нормированных нагрузок. Вес силовой конструкции фюзеляжа в процессе модификации будет меняться пропорционально значению G -фактора.

Рассмотрим пример пересчёта массы конструкции фюзеляжа гипотетического самолёта на полезную нагрузку 100 тонн, используя как ориентировочные характеристики прототипа – самолёта Ан-124-100, рассчитанного на полезную нагрузку 120 тонн. Подобная задача может быть актуальна, например, при разработке модификации грузового самолёта на меньшую нагрузку.

В приводимых расчётах объём гермозоны задан $V = 1840 \text{ м}^3$ и приняты следующие размеры грузовой кабины: $B \times H \times L = 6,6 \times 4,6 \times 36 \text{ м}$, которые продиктованы требованиями перевозчиков по размещению стандартной номенклатуры грузов.

Силовой фактор нагруженной конструкции фюзеляжа рассчитывался на основе конечно-элементной модели, состоящей из элементов оболочечного типа и включающей в себя такие основные силовые элементы, как оболочка (обшивка), шпангоуты, гермошпангоуты, стрингеры, силовой пол (настил и подпольные балки). Общий вид МКЭ-модели показан на рис. 1.4.1, 1.4.2. Обшивка, шпангоуты, стрингеры и гермошпангоуты далее отнесены к группе оболочки фюзеляжа.

В примере рассматривались нагружения МКЭ-модели фюзеляжа при исходной полезной нагрузке 120 тонн и уменьшенной – 100 тонн отдельно для трёх расчётных случаев:

действие избыточного давления $p_{изб} = 1,39$ атм (140,842 кПа), полёт на максимальной скорости при действии расчётной перегрузки $n_y^p = 3,75$ (случай А'), посадка на все опоры шасси с заданной перегрузкой $n^p = 3$ (случай Е_{ш. пос.}).

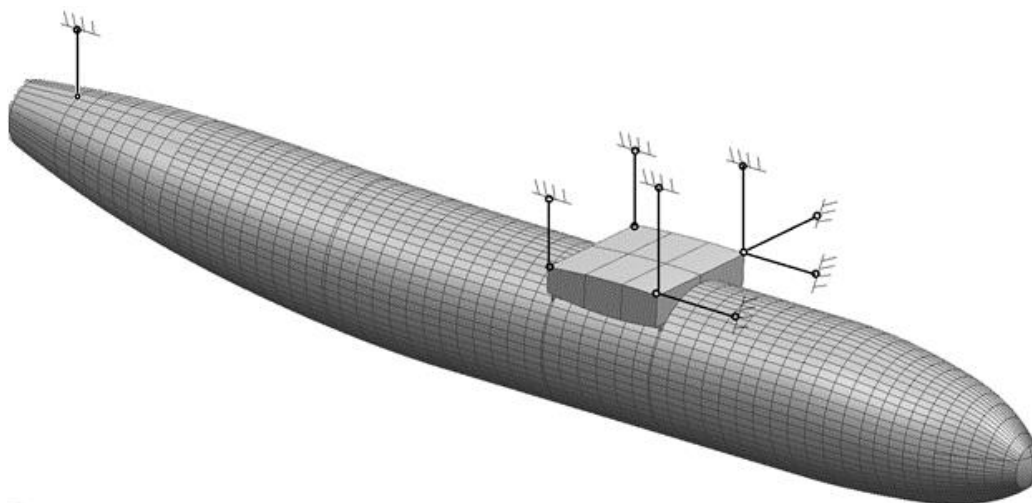


Рис. 1.4.1. МКЭ-модель фюзеляжа и схема закрепления

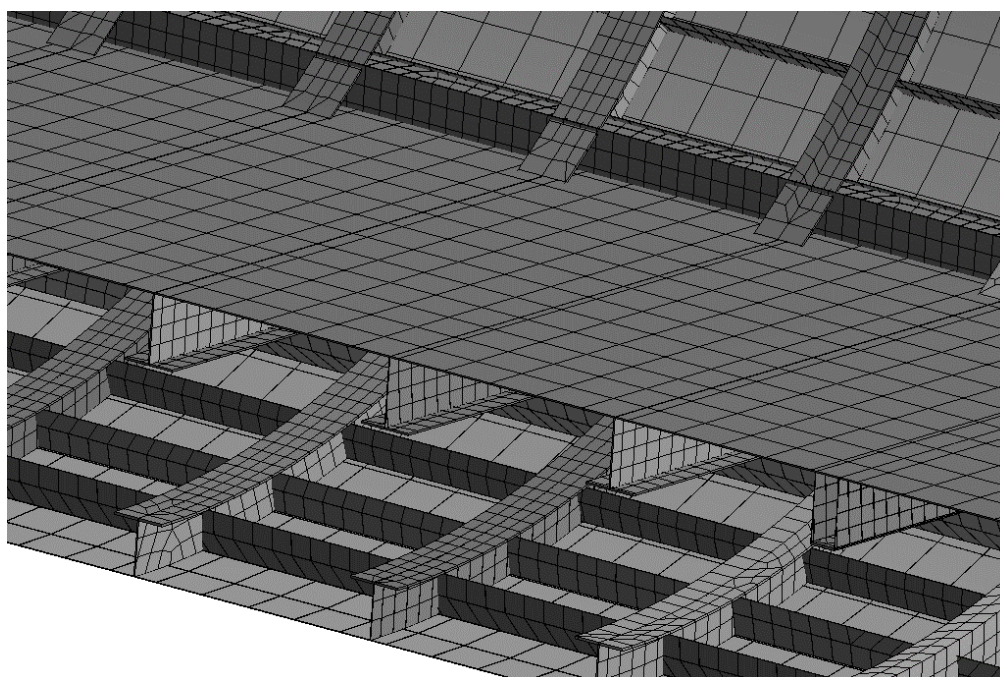


Рис. 1.4.2. МКЭ-модель фюзеляжа в сечении (шпангоуты, стрингеры, силовой пол)

В табл. 1.4.1, 1.4.2 [10] представлены результаты расчёта силового фактора \tilde{G} для исходного самолёта-прототипа и G для самолёта с уменьшенной нагрузкой. Учитывая возможность комбинированных нагружений и то обстоятельство, что обшивка активно включается в работу при нагружении фюзеляжа избыточным давлением, а отдельные части каркаса эффективно работают в полётных и посадочных случаях нагружения, для оценки

нагруженности сравниваемых фюзеляжей их силовые факторы по случаям нагружения просуммированы.

Таблица 1.4.1. Силовой фактор для модели фюзеляжа (нагрузка 120 тонн)

Компоненты конструкции	Силовой фактор \tilde{G} , Н м 10 ⁹			
	Действие давления $p_{изб}$	Случай А'	Случай Е _{ш. пос}	Сумма
Пол	0,026	0,066	0,075	0,168
Обшивка+Шпангоуты+Стрингеры	0,503	0,245	0,147	0,895
Вся модель	0,529	0,311	0,222	1,062

Таблица 1.4.2. Силовой фактор для модели фюзеляжа (нагрузка 100 тонн)

Компоненты конструкции	Силовой фактор G , Н м 10 ⁹			
	Действие давления $p_{изб}$	Случай А'	Случай Е _{ш. пос}	Сумма
Пол	0,026	0,055	0,064	0,146
Обшивка+Шпангоуты+Стрингеры	0,503	0,204	0,084	0,791
Вся модель	0,529	0,259	0,148	0,937

Подставляя в формулу (1.3.9) (часть 2) результаты из табл. 1.4.1, 1.4.2, получим массу модифицированного фюзеляжа: $m_{\phi} = \frac{G}{\tilde{G}} \tilde{m}_{\phi} = 0,88 \tilde{m}_{\phi}$. Полагая массу фюзеляжа самолёта-прототипа $\tilde{m}_{\phi} = 40$ т, получим массу нового, модифицированного фюзеляжа $m_{\phi} = 0,88 \cdot 40 = 35,2$ т.

Конфигурация грузовой кабины фюзеляжа выбирается в первую очередь из условий обеспечения достаточного внутреннего пространства, необходимого для размещения перевозимой номенклатуры грузов, а также удобного доступа для совершения погрузочно-разгрузочных операций. Главное требование при выборе облика грузовой кабины и фюзеляжа – вместить полезную нагрузку с минимальными затратами объёма пространства. Именно поэтому обсуждение европейского проекта тяжёлого грузового самолёта «Эколифтер» [11] начинается с выбора геометрических параметров поперечного сечения грузового отсека, исходя из требований его заполнения.

С учётом особенностей предложенного подхода весовой оценки конструкции фюзеляжа может быть предложена концепция выбора параметров грузового самолёта «от фюзеляжа», состоящая из следующих основных этапов. На предварительном этапе производится определение конфигурации фюзеляжа с учётом характеристик перевозимых грузов. Далее ставится задача оценки абсолютной массы конструкции фюзеляжа, например,

на основе имеющейся информации по самолёту-прототипу. После этого выбор облика самолёта и его важнейших геометрических параметров выполняется на основе многодисциплинарной оптимизации несущей системы (крыла и оперения) под имеющийся фюзеляж и заданное техническое задание. В этом случае для расчёта значения целевой функции – взлётной массы самолёта m_0 – уравнение существования переписывается в следующем виде:

$$m_0 = \frac{m_{ц.н} + m_{эк} + m_{\phi}}{1 - (\bar{m}_{к-ф} + \bar{m}_{сy} + \bar{m}_T + \bar{m}_{об})}, \quad (1.4.4)$$

где m_{ϕ} – масса конструкции фюзеляжа (кг); $\bar{m}_{к-ф}$ – относительная масса конструкции планера самолёта без фюзеляжа.

Рассмотрим решение демонстрационной задачи выбора геометрических параметров крыла грузового самолёта с уменьшенной нагрузкой на основе концепции «от фюзеляжа». Для простоты и наглядности в качестве проектных переменных выбраны удлинение λ и сужение η крыла. В качестве критериев оценки эффективности самолёта выбирались либо взлётная масса самолёта $m_0 \rightarrow \min$, либо топливная эффективность (потребная масса топлива (кг) на тонна-километр) $b \rightarrow \min$. Основное влияние на значение этих целевых функций оказывают два выбранных параметра (λ и η) через относительную массу крыла $\bar{m}_{кр}$ (весовая эффективность конструкции) и относительную массу топлива \bar{m}_T (аэродинамическая эффективность). Взлётная масса при этом вычисляется на основе модифицированного уравнения существования самолёта (1.4.4). Оптимизационные задачи решались для следующих исходных данных: дальность полёта $L = 4500$ км, высота крейсерского полёта $H = 10\,000$ м, крейсерская скорость $V_{кр} = 800$ км/ч, удельная нагрузка на крыло $p_0 = 625$ кг/м², масса полезной нагрузки $m_{ц.н} = 100$ тонн.

В модифицированное уравнение существования самолёта (1.4.4) входят абсолютные массы целевой нагрузки $m_{ц.н}$, экипажа $m_{эк}$ и конструкции фюзеляжа m_{ϕ} , а также относительные массы оборудования $\bar{m}_{об}$, силовой установки $\bar{m}_{сy}$, топлива \bar{m}_T и конструкции планера самолёта без фюзеляжа $\bar{m}_{к-ф}$. Для решения демонстрационной задачи использованы результаты оценки массы фюзеляжа по прототипу.

Относительную массу конструкции при этом целесообразно разделять на относительные массы крыла $\bar{m}_{кр}$, оперения $\bar{m}_{оп}$, шасси $\bar{m}_{ш}$.

Относительная масса крыла $\bar{m}_{кр}$ определялась на основе методики, изложенной в части 2 путём вычисления силового фактора МКЭ-модели кессона при действии расчётной перегрузки n_y^p , соответствующей расчётному случаю А'.

Относительная масса топлива определялась по формуле Брге [12]

$$\bar{m}_T = 1 - \exp\left(-\frac{L \cdot C_p}{K \cdot V}\right), \quad (1.4.5)$$

где L – дальность полёта (км), V – крейсерская скорость полёта (км/ч), K – аэродинамическое качество при полёте на крейсерском участке, C_p – удельный расход топлива (кг/ДАН ч).

Относительные массы остальных агрегатов планера определены по рекомендациям [13, 14]: $\bar{m}_{ш} = 0,03$; $\bar{m}_{он} = 0,016$; $\bar{m}_{об} = 0,07$; $\bar{m}_{cy} = 0,1$.

Итерационный цикл вычисления m_0 начинается с задания исходных данных, выбора проектных переменных и ограничений. Для исходного сочетания относительных геометрических характеристик (в том числе удельной нагрузки на крыло p_0) и стартового значения $m_0^{(0)}$ определяется площадь крыла $S = \frac{m_0}{p_0}$, на основе чего вычисляются абсолютные геометрические характеристики крыла, строится МКЭ-модель кессона.

Значение потребного коэффициента подъёмной силы для обеспечения горизонтального полёта с заданной перегрузкой n_y определяется по формуле $c_{ya} = \frac{g n_y}{q} p_0$, где q – скоростной напор (Па), g – ускорение свободного падения (м/с²). Блок расчёта аэродинамических характеристик и нагрузок, действующих на крыло, в применяемом алгоритме использует метод дискретных вихрей (МДВ) [15], реализованный в программе на языке Matlab. Учёт вклада сил вязкости воздуха в лобовое сопротивление произведён по инженерной методике, базирующейся на определении коэффициента сопротивления трения плоской пластины с поправками на сжимаемость. Результатом МКЭ-моделирования является значение относительной массы конструкции крыла $\bar{m}_{кр}$. Подстановка аэродинамического качества K в формулу (1.4.5) даёт значение относительной массы топлива \bar{m}_T . Полученные слагаемые $\bar{m}_{кр}$ и \bar{m}_T записываются в модифицированное уравнение существования самолёта (1.4.4) для вычисления в первом приближении значения целевой функции $m_0^{(1)}$. Далее выполняется уточнение площади крыла и остальных геометрических характеристик. Цикл

вычисления m_0 затем повторяется до сходимости, когда выполняется условие

$$\frac{|m_0^{(i+1)} - m_0^{(i)}|}{m_0^{(i)}} \leq \varepsilon, \text{ где } \varepsilon - \text{наперёд заданная величина.}$$

Расчёты целевых функций m_0 и b для геометрических характеристик в диапазонах $4 \leq \lambda \leq 10$, $3 \leq \eta \leq 6$ выполнялись при следующих постоянных параметрах крыла: стреловидность по четверти хорд $\chi = 28^\circ$, относительная толщина профиля $\bar{c}_0 = 0,12$.

Результаты приведены в табл. 1.4.4. На рис. 1.4.3 изображены трёхмерные графики целевых функций m_0 и b [10].

Таблица 1.4.3. Значения целевых функций m_0 и b при различных параметрах крыла

λ	η	3	4	5	6
4	$\bar{m}_{кр}$	0,050	0,047	0,046	0,044
	\bar{m}_T	0,312	0,312	0,313	0,313
	m_0 , Т	314,0	312,0	310,0	310,0
	b , кг/т км	0,217	0,216	0,215	0,216
5	$\bar{m}_{кр}$	0,069	0,065	0,063	0,062
	\bar{m}_T	0,283	0,283	0,284	0,284
	m_0 , Т	306,0	304,0	303,0	302,0
	b , кг/т км	0,192	0,191	0,190	0,190
6	$\bar{m}_{кр}$	0,090	0,085	0,082	0,080
	\bar{m}_T	0,263	0,263	0,264	0,264
	m_0 , Т	307,0	304,0	302,0	301,0
	b , кг/т км	0,179	0,178	0,177	0,176
7	$\bar{m}_{кр}$	0,111	0,106	0,103	0,101
	\bar{m}_T	0,249	0,249	0,249	0,250
	m_0 , Т	312,0	308,0	306,0	305,0
	b , кг/т км	0,173	0,171	0,170	0,169
8	$\bar{m}_{кр}$	0,133	0,127	0,124	0,121
	\bar{m}_T	0,238	0,232	0,239	0,239
	m_0 , Т	320,0	316,0	313,0	312,0
	b , кг/т км	0,169	0,163	0,166	0,166
9	$\bar{m}_{кр}$	0,155	0,149	0,145	0,142
	\bar{m}_T	0,229	0,230	0,230	0,231
	m_0 , Т	331,0	326,0	323,0	322,0
	b , кг/т км	0,169	0,166	0,165	0,165
10	$\bar{m}_{кр}$	0,177	0,171	0,166	0,163
	\bar{m}_T	0,223	0,223	0,223	0,224
	m_0 , Т	345,0	339,0	335,0	333,0
	b , кг/т км	0,170	0,168	0,166	0,166

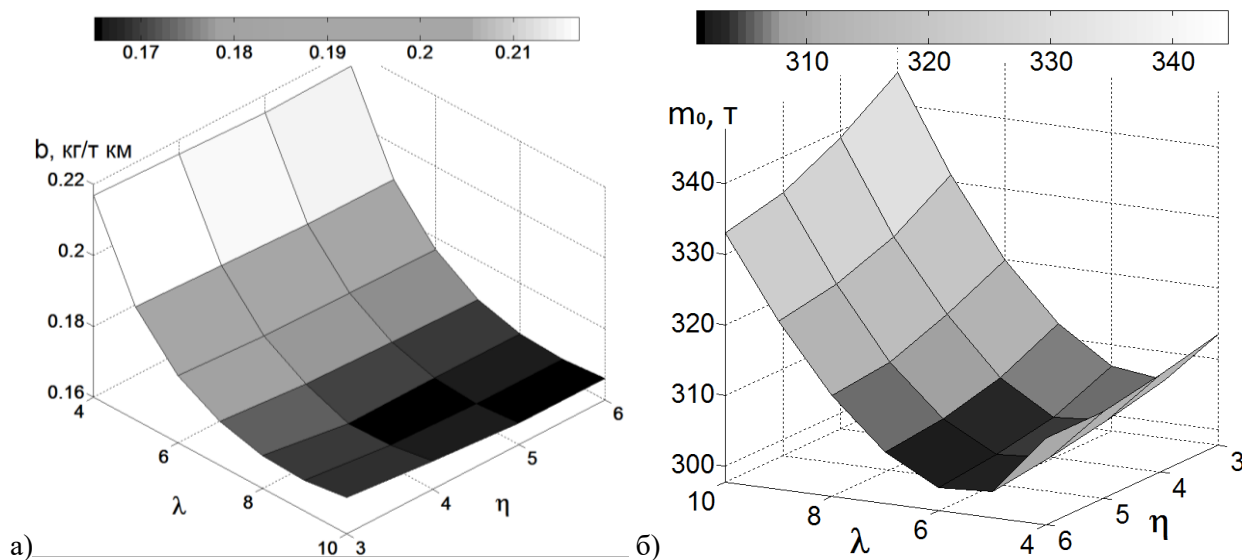


Рис. 1.4.3. Значения целевых функций в зависимости от удлинения и сужения крыла:

а – топливная эффективность (кг/т км); б – взлётная масса (т)

Очевидно, что увеличение удлинения крыла λ повышает аэродинамическое качество и снижает относительную массу топлива \bar{m}_T (табл. 1.4.3). Одновременно с этим наблюдается рост относительной массы крыла. Наивыгоднейшим сочетанием двух геометрических характеристик крыла с точки зрения критерия взлётной массы m_0 является $\lambda = 6$, $\eta = 6$ со значением целевой функции $m_0 = 301$ т (табл. 1.4.3). Наивысшую топливную эффективность $b = 0,163$ кг/т км самолёт имеет при сочетании $\lambda = 8$, $\eta = 4$ (табл. 1.4.3).

В таблице 1.4.4 для сравнительного анализа приведена сводка значений основных характеристик рассмотренных модификаций самолёта.

Таблица 1.4.4. Значение целевых функций m_0 и b для прототипа и модифицированного самолёта

Модификации	m_ϕ , Т	$\bar{m}_{кр}$	\bar{m}_T	m_0 , Т	b , кг/т км
Самолёт-прототип ($m_{ц.н} = 120$ т)	40	0,142	0,238	401	0,177
Самолёт-прототип ($m_{ц.н} = 100$ т)	40	0,156	0,244	368	0,201
Самолёт-прототип ($m_{ц.н} = 100$ т)	30	0,159	0,246	347	0,191
Модифицированный самолёт ($m_{ц.н} = 100$ т) с выбором параметров по b	30	0,127	0,232	316	0,163
Модифицированный самолёт ($m_{ц.н} = 100$ т) с выбором параметров по m_0	30	0,080	0,264	301	0,176

Как следует из табл. 1.4.4, транспортировка грузов на недогруженном самолёте существенно снижает его топливную эффективность: уменьшение $m_{ц.н}$ со 120 т до 100 т приводит к ухудшению b на 13,5%. Учёт снижения массы фюзеляжа на 25% при этом может поднять топливную эффективность на 5%, а взлётную массу снизить на 6%. Изменения в облике самолётов показаны на рис. 1.4.4.

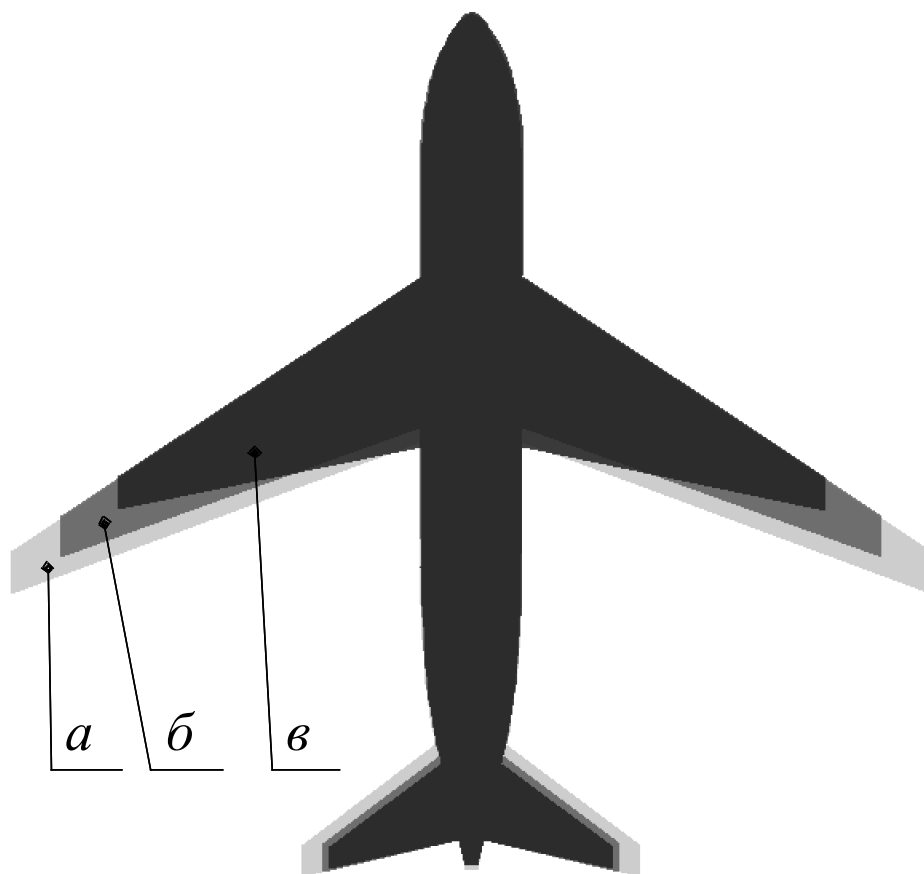


Рис. 1.4.4. Вид самолётов в плане:

а – прототип ($m_{ц.н} = 120$ т; $m_0 = 401$ т; $b = 0,177$ кг/т км); б – модифицированный по критерию топливной эффективности ($m_{ц.н} = 100$ т; $m_0 = 316$ т; $b = 0,163$ кг/т км); в – модифицированный по критерию взлётной массы ($m_{ц.н} = 100$ т; $m_0 = 301$ т; $b = 0,176$ кг/т км) [10]

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

- 1 Sobieszczanski-Sobieski, J. Multidisciplinary Aerospace Design Optimization: a Survey of Recent Developments [Text] / J. Sobieszczanski-Sobieski, R. T. Haftka // Structural and Multidisciplinary Optimization. – 1997. – V14. – N1. – P.1-23.
- 2 Kelm, R. Aeroelastic effects on the weight of an aircraft in the pre-design phase [Text]: Proceedings of 56th Annual Conference, Bellevue, Washington, May 19-21 / R. Kelm, M. Grabietz. – 1997. – P.1-20.
- 3 Аэродинамика и динамика полёта магистральных самолётов [Текст] / под. общ. ред. Г.С. Бюшгенса. – М., Пекин: ЦАГИ-КНР, 1995. – 767 с.
- 4 Лазарев, И.Б. Математические методы оптимального проектирования конструкций [Текст] / И.Б. Лазарев. – Новосибирск: Новосибирский институт инженеров железнодорожного транспорта, 1974. – 192 с.
- 5 Himmelblau, D.M. Applied Nonlinear Programming [Text] / D.M. Himmelblau. – McGraw-Hill (1972). – 498 p.
- 6 Болховитинов, В.Ф. Пути развития летательных аппаратов [Текст] / В.Ф. Болховитинов. – М.: Государственное научно-техническое издание ОБОРОНГИЗ, 1962. – 132 с.
- 7 Корольков, О.Н. Уравнение и область существования самолёта [Текст] / О.Н. Корольков // Общероссийский научно-технический журнал «Полёт». – 2001. – №10. – С. 45-52.
- 8 Комплексный учет весовой и аэродинамической эффективности крыльев в проектировании самолетов [Текст] / А.А. Вырыпаев, Д.М. Козлов, В.А. Комаров [и др.] / Общероссийский научно-технический журнал «Полёт». – 2010. – №10. – С. 35-44.
- 9 Шейнин, В.М. Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов. Т. 1. Весовой расчет самолета и весовое планирование [Текст] / В.М. Шейнин, В.И. Козловский. – М.: Машиностроение, 1977. – 344 с.
- 10 Комаров, В.А. Концептуальное проектирование тяжёлого транспортного самолёта нового поколения [Текст] / В.А. Комаров, О.Е. Лукьянов // Общероссийский научно-технический журнал «Полёт». – 2017. – № 2. – С. 9-20.
- 11 Schmitt, D. A new concept for a dedicated advanced cargo transport [Text] / D. Schmitt, J. Roeder // International Council of the Aeronautical Sciences and the American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., with permission. – 1998. – P. 1-8.
- 12 Raymer, D.P. Aircraft design: A Conceptual Approach. [Text] / D.P. Raymer. – Washington: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc, 1992. – P. 227.
- 13 Egbert Torenbeek. Synthesis of Subsonic Airplane Design. Copyright © 1982 by Springer Science+Business Media Dordrecht Originally published by Kluwer Academic Publishers in 1982.
- 14 Roskam, J. Airplane Design. Part I: Preliminary Sizing of Airplanes. DAR corporation. – 2002.
- 15 Белоцерковский, С.М. Отрывное и безотрывное обтекание тонких крыльев идеальной жидкостью [Текст] / С.М. Белоцерковский, М.И. Ништ. – М.: Наука, 1978. – 352 с.